



HAL
open science

Détection et Diagnostic d'une Défaillance d'Actionneur dans un Octorotor

Majd Saied, Isabelle Fantoni, Clovis Francis, Benjamin Lussier, Hassan Shraim

► **To cite this version:**

Majd Saied, Isabelle Fantoni, Clovis Francis, Benjamin Lussier, Hassan Shraim. Détection et Diagnostic d'une Défaillance d'Actionneur dans un Octorotor. QUALITA' 2015, Mar 2015, Nancy, France. <hal-01149778>

HAL Id: hal-01149778

<https://hal.science/hal-01149778v1>

Submitted on 7 May 2015

HAL is a multi-disciplinary open access archive for the deposit and dissemination of scientific research documents, whether they are published or not. The documents may come from teaching and research institutions in France or abroad, or from public or private research centers.

L'archive ouverte pluridisciplinaire HAL, est destinée au dépôt et à la diffusion de documents scientifiques de niveau recherche, publiés ou non, émanant des établissements d'enseignement et de recherche français ou étrangers, des laboratoires publics ou privés.



HAL Authorization

Détection et Diagnostic d'une Défaillance d'Actionneur dans un Octorotor

Majd Saied^{*†}, Isabelle Fantoni^{*}, Clovis Francis[†], Benjamin Lussier^{*}, Hassan Shraim[†]

^{*}Université de Technologie de Compiègne - CNRS, UMR 7253 Heudiasyc, 60200 Compiègne, France

Email : {majd.saied, benjamin.lussier, isabelle.fantoni}@hds.utc.fr

[†]Université Libanaise, Faculté de Génie, Campus Hadath, Beyrouth, Liban

Email : {cfrancis, hassan.shraim}@ul.edu.lb

Résumé—Dans ce papier, nous présentons un schéma de détection et de diagnostic d'une défaillance d'un actionneur dans un octorotor coaxial. L'ocrotor est un système intégrant une redondance matérielle, ce qui permet un rétablissement du système mais complique la tâche de diagnostic. Utilisant l'observateur de Thau, une stratégie est développée en divisant le problème de diagnostic en trois étapes : d'abord, détection d'une erreur dans le système, puis isolation du moteur en panne, ensuite détermination du taux de défaillance en utilisant un banc d'observateurs. Différentes simulations sur Matlab/Simulink et sur un simulateur de l'ocrotor ont été effectuées, l'analyse des résultats montre que le système de diagnostic proposé présente une solution temps réel efficace au problème de diagnostic des défauts dans un multirotor à redondance en actionneurs.

I. INTRODUCTION

Les multirotors sont des drones de type hélicoptère avec plus de deux rotors (quadrirotors, hexarotors et octorotors). Ils présentent beaucoup d'avantages par rapport aux drones à voilures fixes de même taille, à cause de leur capacité à décoller et atterrir verticalement et à effectuer un vol stationnaire. En plus de cela, ils offrent une robustesse inhérente face aux perturbations externes.

Après leur apparition pour la défense et les loisirs, l'utilisation des drones multirotors dans l'industrie connaît un essor important et ouvre des perspectives inédites. Ces engins civils proposent de nombreux services, tels que l'inspection des réseaux de voies ferrées, l'observation des lignes électriques, le développement de l'agriculture de précision, la recherche des personnes dans les zones dangereuses, etc.

Cependant, le fonctionnement de tels systèmes, capables d'évoluer et d'agir avec une assistance humaine minimale, pourrait avoir en cas de défaillance des conséquences sérieuses sur leur environnement et les éventuels humains alentours. Avant leur utilisation, doit donc encore être garantie leur sûreté de fonctionnement, c'est à dire une confiance justifiée dans un fonctionnement correct.

La tolérance aux fautes sur les drones aériens a récemment reçu une attention importante de la part des chercheurs, dans le but d'assurer un service correct du drone malgré la présence de fautes. En pratique, la tolérance aux fautes consiste en deux opérations distinctes : la détection d'erreur, qui permet de détecter une déviation de l'état correct du système avant sa propagation en défaillance, et le rétablissement du système. Elle requiert une certaine redondance à la fois pour la détection et le rétablissement. Le drone peut être soumis à plusieurs types de fautes matérielles : système de propulsion, bus de communication, batterie, électronique de puissance... Les

fautes des actionneurs ont été identifiées comme étant des risques majeurs en raison de leur impact sur la stabilité du système, en plus de leur probabilité d'occurrence élevée.

Plusieurs travaux existent sur la tolérance aux fautes des quadrirotors suite à des fautes partielles sur les actionneurs : contrôle par modèle de référence adaptatif [1], contrôle adaptatif basé sur la platitude [2], commande robuste [3], ré-allocation de commande [4], et d'autres [5], [6]... Une panne totale de l'un des actionneurs a été étudiée dans [7], [8] et [9]. La stratégie consiste à sacrifier le contrôle du lacet. Ceci montre que la perte totale de l'un des moteurs aboutit à un véhicule qui n'est pas complètement contrôlable. Une motivation pour l'utilisation des multirotors à six ou huit hélices est que le véhicule est capable de maintenir un vol normal et stable en cas de défaillance d'un ou de plusieurs actionneurs [10], [11] et [12]. Par contre, la détection et l'isolation des défaillances seront dans ce cas plus difficiles. La plupart des travaux sur les multirotors redondants supposent la disponibilité d'un module de détection et d'isolation d'erreurs et donc une estimation parfaite des fautes et de leurs caractéristiques.

Le diagnostic des défauts constitue un pré-requis indispensable à la mise en oeuvre de la solution de tolérance aux fautes. Pour les quadrirotors, plusieurs algorithmes ont été appliqués pour la détection, l'isolation et l'estimation des défaillances sur les actionneurs en utilisant des observateurs non linéaires [13], [14], des observateurs polynomiales [15], des filtres de Kalman [16], etc. A notre connaissance, aucune stratégie de diagnostic à base de modèle n'a été développée pour un multirotor à six ou huit rotors.

Dans ce papier, nous présentons un schéma de diagnostic de la défaillance d'un moteur à base de modèle pour un Octorotor coaxial. L'architecture est divisée en trois parties :

- Détection d'une erreur dans le système à partir des résidus sur les angles d'Euler et les vitesses angulaires,
- Identification du moteur défaillant à partir de l'orientation de l'ocrotor après la faute,
- Estimation de la faute à partir d'un banc d'observateurs non linéaires.

Le papier est organisé comme suit : la deuxième section introduit le modèle non linéaire de l'ocrotor et la loi de commande appliquée pour la stabilisation et le contrôle du système. Dans la troisième section, nous présentons l'architecture de diagnostic développée. Les résultats sont validés en simulation sur Matlab/Simulink et sur un simulateur temps réel de drone dans la section 4. Enfin, l'article se termine par une conclusion et des perspectives pour les travaux futurs.

II. MODÈLE DYNAMIQUE ET LOI DE COMMANDE

A. Modèle dynamique de l'Octorotor coaxial

La configuration de l'octorotor coaxial est similaire à celle d'un quadrirotor avec deux moteurs coaxiaux tournant en sens inverse aux extrémités de chaque bras. Elle présente des avantages par rapport à la configuration classique en étoile en termes de stabilité et de taille. Un octorotor classique a besoin de plus de quatre bras, en outre, ces bras doivent être plus longs de façon à garantir un espacement adéquat entre les rotors.

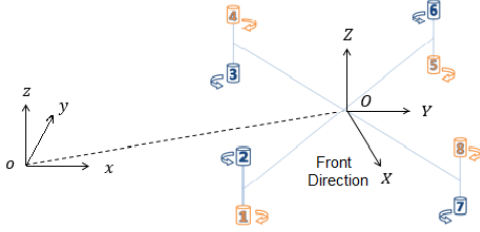


FIGURE 1: L'Octorotor coaxial : Repères et axes

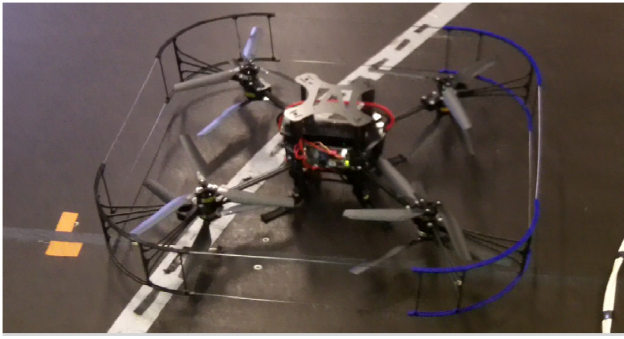


FIGURE 2: Photo du démonstrateur

Considérons les deux repères suivants :

- Le repère référentiel $R_{ref}(o,x,y,z)$,
- Le repère lié au drone $R_{drone}(O,X,Y,Z)$.

On définit la matrice de rotation R , du repère mobile au repère fixe, comme étant la suite de trois rotations : une rotation de ϕ autour de x (roulis), une rotation de θ autour de y (tangage) et une rotation de ψ autour de z (lacet) :

$$R = \begin{bmatrix} C_\theta C_\psi & C_\psi S_\theta S_\phi - C_\phi S_\psi & C_\phi C_\psi S_\theta + S_\phi S_\psi \\ C_\theta S_\psi & S_\theta S_\phi S_\psi + C_\phi C_\psi & C_\phi S_\theta S_\psi - C_\psi S_\phi \\ -S_\theta & C_\theta S_\phi & C_\theta C_\phi \end{bmatrix} \quad (1)$$

$S_{\phi,\theta,\psi}$ et $C_{\phi,\theta,\psi}$ étant respectivement le sinus et le cosinus de l'angle correspondant. Les équations régissant le mouvement sont déduites à partir du formalisme d'Euler-Lagrange et données par (2) en considérant les hypothèses suivantes :

- La structure est rigide et symétrique,
- Les pales des rotors sont indéformables,
- La force de trainée ainsi que l'effet de sol sont négligeables,
- La poussée et le couple d'un rotor sont proportionnels au carré de sa vitesse de rotation,
- La matrice d'inertie est diagonale,

— Les dynamiques des moteurs sont négligeables.

$$\begin{cases} \ddot{x} = (\cos \phi \sin \theta \cos \psi + \sin \phi \sin \psi) * \frac{u_f}{m} \\ \ddot{y} = (\cos \phi \sin \theta \sin \psi - \sin \phi \cos \psi) * \frac{u_f}{m} \\ \ddot{z} = (\cos \phi \cos \theta) * \frac{u_f}{m} - g \\ \dot{p} = \frac{I_{xx} - I_{zz}}{I_{xx}} qr - \frac{J_r}{I_{xx}} q \Omega + \frac{1}{I_{xx}} \tau_\phi \\ \dot{q} = \frac{I_{zz} - I_{xx}}{I_{yy}} pr + \frac{J_r}{I_{yy}} p \Omega + \frac{1}{I_{yy}} \tau_\theta \\ \dot{r} = \frac{1}{I_{zz}} \tau_\psi \end{cases} \quad (2)$$

Les entrées de commande et la perturbation Ω sont donnés par :

$$\begin{aligned} u_f &= F_{12} + F_{34} + F_{56} + F_{78} \\ \tau_\phi &= (F_{78} + F_{56} - F_{34} - F_{12}) * l * \frac{\sqrt{2}}{2} \\ \tau_\theta &= (F_{34} + F_{56} - F_{78} - F_{12}) * l * \frac{\sqrt{2}}{2} \\ \tau_\psi &= (\tau_2 + \tau_3 + \tau_6 + \tau_7) - (\tau_1 + \tau_4 + \tau_5 + \tau_8) \\ \Omega &= \omega_2 + \omega_3 + \omega_6 + \omega_7 - \omega_1 - \omega_4 - \omega_5 - \omega_8 \end{aligned} \quad (3)$$

où $\zeta = [x \ y \ z]^T$ représente la position du centre de gravité du multirotor par rapport au repère fixe, $\eta = [\phi \ \theta \ \psi]^T$ sont ses angles d'Euler et p, q, r sont les vitesses angulaires par rapport au repère mobile. m est la masse de l'octorotor, et I_{xx}, I_{yy}, I_{zz} et J_r sont respectivement ses différents moments d'inertie autour des trois axes et l'inertie du rotor. l est la longueur du bras et ω_i est la vitesse de rotation du moteur i .

La poussée produite par chaque paire de deux moteurs coaxiaux est donnée par [17] :

$$\begin{aligned} F_{ij} &= \alpha_{ij} * (F_i + F_j) * \left(1 + \frac{S_{ss}}{S_{prop}}\right) \\ F_i &= K_f * \omega_i^2 \end{aligned} \quad (4)$$

avec : α_{ij} le coefficient de perte d'efficacité aérodynamique qui dépend des vitesses de rotation ω_i et ω_j des deux rotors i et j , $S = \left(1 + \frac{S_{ss}}{S_{prop}}\right)$ est le facteur de forme des hélices et K_f est le coefficient de poussée.

Le couple produit par chaque rotor est présenté par :

$$\tau_i = K_t * \omega_i^2 \quad (5)$$

où K_t est le coefficient de couple.

B. Stratégie de contrôle

La stratégie de contrôle pour stabiliser l'octorotor en vol stationnaire est présentée dans cette section. L'altitude z et le lacet ψ sont contrôlés par un PID à l'aide des informations obtenues du capteur ultrason et de la centrale inertielle respectivement :

$$u = K_p e + K_d \dot{e} + K_I \int_0^t e(\tau) d\tau \quad (6)$$

K_p, K_d and K_I sont des gains, et e est l'erreur sur l'état correspondant.

La loi de commande retenue pour le roulis et le tangage, donnée par (7), est basée sur des fonctions de saturation, dans lesquelles chaque état est borné séparément. La stabilité d'une

telle loi a été prouvée dans les travaux de [19].

$$\begin{aligned}\tau_\phi &= \frac{I_{xx}}{g} [\sigma_{py}(k_{py}(y - y_d)) + \sigma_{dy}(k_{dy}\dot{y}) - \\ &\quad \sigma_{p\phi}(k_{p\phi}\phi) - \sigma_{d\phi}(k_{d\phi}\dot{\phi})] \\ \tau_\theta &= -\frac{I_{yy}}{g} [\sigma_{px}(k_{px}(x - x_d)) + \sigma_{dx}(k_{dx}\dot{x}) - \\ &\quad \sigma_{p\theta}(k_{p\theta}\theta) - \sigma_{d\theta}(k_{d\theta}\dot{\theta})]\end{aligned}\quad (7)$$

où k_{py} , k_{dy} , $k_{p\phi}$, $k_{d\phi}$, k_{px} , k_{dx} , $k_{p\theta}$ et $k_{d\theta}$ sont des gains positifs. σ_{py} , σ_{dy} , $\sigma_{p\phi}$, $\sigma_{d\phi}$, σ_{px} , σ_{dx} , $\sigma_{p\theta}$, et $\sigma_{d\theta}$ sont des fonctions de saturation définies sur une variable x par :

$$\begin{cases} \sigma_{b_i}(x) = b_i & \text{si } x > b_i \\ \sigma_{b_i}(x) = x & \text{si } -b_i < x < b_i \\ \sigma_{b_i}(x) = -b_i & \text{si } x < -b_i \end{cases} \quad (8)$$

III. SYSTÈME DE DÉTECTION ET DE DIAGNOSTIC DES FAUTES

Le diagnostic de défauts consiste à déterminer le type de la faute, avec autant de détails que possible tel que son intensité, sa position et son temps d'occurrence. Un système de diagnostic de fautes à base de modèle est développé dans cette partie, en utilisant le modèle dynamique et les signaux d'entrée et de sortie du système. La première démarche dans sa mise en oeuvre consiste à générer des indicateurs de fautes contenant des informations sur les anomalies ou le dysfonctionnement du système à observer. Une méthode d'inférence est appliquée aux résidus pour l'isolation et l'identification du moteur défaillant. Dans notre système, les relations de base entre un défaut du moteur d'une part et les résidus et l'orientation du drone d'autre part sont connues (15). Cette connaissance *a priori* peut être représentée sous forme de règles : SI <condition> ALORS <conclusion>. La partie condition contient les observations sur les résidus et l'orientation de l'ocrotor, la partie conclusion comprend les décisions.

Pour l'estimation du pourcentage de défaillance, un banc d'observateurs est utilisé. L'approche basée sur un banc d'observateurs pour la détection et la localisation des fautes a été bien étudiée dans la littérature [20]. Elle consiste à utiliser plusieurs estimateurs, dont chacun est conçu pour détecter un défaut spécifique. Ainsi, pour chaque faute, tous les estimateurs sauf un (celui correspondant à cette faute spécifique) produisent des erreurs d'estimation importantes, et c'est en comparant les résidus de ces erreurs que la faute est estimée dans notre cas.

La méthode de diagnostic présentée dans cette section est donc divisée en trois parties (voir figure 3) :

- Détection d'erreur dans le système,
- Identification du moteur défaillant,
- Détermination du pourcentage de défaillance.

A. Détection et Identification du moteur défaillant

1) *Génération des résidus*: Pour la génération des résidus, l'approche à base d'un observateur non linéaire est utilisée. Soit $x^T = [\phi \ \theta \ \psi \ \dot{\phi} \ \dot{\theta} \ \dot{\psi}]^T$ le vecteur d'état, et $y = [\phi \ \theta \ \psi]^T$ le vecteur des sorties. Les angles d'Euler sont mesurés par la centrale inertielle. Il en est de même pour les vitesses angulaires qui sont utilisées pour la génération des résidus. Pour des petits angles d'Euler, le système peut être écrit sous

la forme suivante, :

$$\begin{aligned}\dot{x} &= Ax(t) + Bv + H(x(t)) \\ y &= Cx(t)\end{aligned}\quad (9)$$

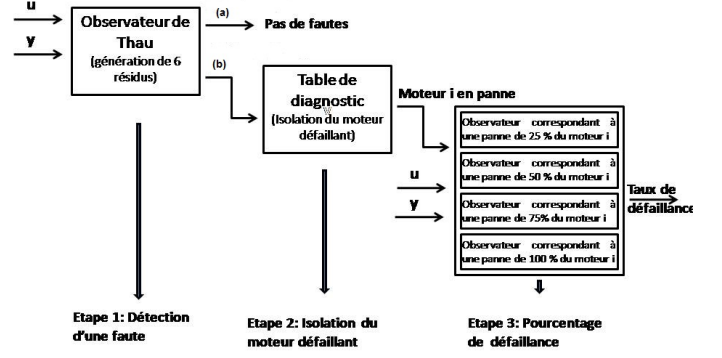


FIGURE 3: Le schéma de diagnostic correspondant à la défaillance du moteur i . [Condition (a) : $r_i = 0 \ \forall i \in [1, 6]$, condition (b) : $|r_i| > 0 \ \forall i \in [1, 6]$]

où $H(x(t))$ représente la partie non linéaire du système.

$$H(x(t)) = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \\ \frac{I_{xx} - I_{zz}}{I_{xx}} \dot{\theta} \dot{\psi} - \frac{J_r}{I_{xx}} \dot{\theta} \Omega \\ \frac{I_{zz} - I_{xx}}{I_{yy}} \dot{\phi} \dot{\psi} + \frac{J_r}{I_{yy}} \dot{\psi} \Omega \\ 0 \end{bmatrix} \quad (10)$$

et v le vecteur des entrées virtuelles : $v = [\tau_\phi \ \tau_\theta \ \tau_\psi]^T$. Ayant ces deux conditions satisfaites :

- (C, A) est observable,
- La partie non linéaire est continument différentiable et localement Lipschitzienne en γ (11) :

$$\|H(x_1) - H(x_2)\| < \gamma \|x_1 - x_2\| \quad (11)$$

Alors l'observateur s'écrit sous la forme suivante :

$$\begin{cases} \dot{\hat{x}}(t) = A\hat{x}(t) + Bu(t) + H(\hat{x}(t)) + K(y(t) - \hat{y}(t)) \\ \hat{y} = C\hat{x}(t) \end{cases} \quad (12)$$

Avec K le gain de l'observateur vérifiant (13) [21] :

$$\begin{cases} (A - KC)^T P + P(A - KC) = -Q \\ \gamma < \frac{\lambda_{\min}(Q)}{2\lambda_{\max}(P)} \end{cases} \quad (13)$$

P et Q sont définies positives.

Les résidus sont construits comme étant les différences

entre les sorties du système et les sorties de l'observateur.

$$\begin{aligned}
r_1(t) &= \phi(t) - \hat{\phi}(t) \\
r_2(t) &= \dot{\phi}(t) - \hat{\dot{\phi}}(t) \\
r_3(t) &= \theta(t) - \hat{\theta}(t) \\
r_4(t) &= \dot{\theta}(t) - \hat{\dot{\theta}}(t) \\
r_5(t) &= \psi(t) - \hat{\psi}(t) \\
r_6(t) &= \dot{\psi}(t) - \hat{\dot{\psi}}(t)
\end{aligned} \tag{14}$$

Ils vérifient les propriétés suivantes [18] :

- En l'absence de défaut, le résidu est nul.
- En présence d'un défaut, la valeur moyenne du résidu diffère de zéro.

2) *Evaluation des résidus*: Une fois les résidus générés, ils sont examinés en utilisant des seuils fixes (cond (a) et (b) de la figure (3)) pour détecter la présence d'une faute). Ensuite l'évaluation se fait par un modèle d'inférences qui traduit les relations entre les signes des vitesses des moteurs et des diagnostics basés sur une analyse mathématique du système proposée dans [22] (Table 1).

Ainsi, l'isolation de l'actionneur défaillant se fait à partir de l'orientation du drone après l'occurrence de la faute, du fait que l'ocrotor dans ce cas va se déplacer dans le sens du moteur en panne. Une signature unique de chaque défaillance moteur est déduite en fonctions des résidus et de l'orientation rotative du drone. Cette orientation est donnée par les angles d'Euler et les vitesses angulaires.

	f_1	f_2	f_3	f_4	f_5	f_6	f_7	f_8
ϕ	+	+	+	+	-	-	-	-
$\dot{\theta}$	+	+	-	-	-	-	+	+
$\dot{\psi}$	+	-	-	+	+	-	-	+

TABLE I: Table de diagnostic

B. Taux de défaillance

La détermination du taux de défaillance se fait à partir d'un banc d'observateurs. Les résidus, étant sensibles à la situation du système ne peuvent pas servir pour le calcul du taux de défaillance. Pour chaque actionneur, cinq cas de fautes sont considérés, pour lesquelles les efficacités des moteurs sont 0 %, 25 %, 50 %, 75 % ou 100 %. Le système est représenté dans ce cas sous la forme suivante :

$$\dot{x} = Ax + B_v u + H(x(t)) \tag{15}$$

avec u le vecteur des entrées réelles du système correspondant aux carrés des vitesses des moteurs : $u = [\omega_1^2 \ \omega_2^2 \ \dots \ \omega_8^2]^T$, et B_v la matrice de transition entre les entrées réelles et fictives.

$$B_v = \begin{bmatrix} t_1 & \dots & t_8 \\ r_1 & \dots & r_8 \\ p_1 & \dots & p_8 \\ y_1 & \dots & y_8 \end{bmatrix} \tag{16}$$

avec

$$\begin{aligned}
t_i &= \alpha_{ij} \cdot K_f \cdot S \\
r_i &= d_{r_i} \cdot \alpha_{ij} \cdot K_f \cdot S \cdot l \cdot \frac{\sqrt{2}}{2} \\
p_i &= d_{p_i} \cdot \alpha_{ij} \cdot K_f \cdot S \cdot l \cdot \frac{\sqrt{2}}{2} \\
y_i &= d_{y_i} \cdot K_t
\end{aligned} \tag{17}$$

sont respectivement la poussée et les moments autour des trois axes produits par l'actionneur i . $d_{r/p/y_i}$ est soit 1 soit -1 selon que la force créée par le moteur génère un moment positif ou négatif.

Le modèle décrivant une perte d'efficacité dans un moteur j aura sa matrice B_v modifiée de telle sorte que sa j^{eme} colonne sera multipliée par un facteur δ variant entre 0 (panne totale) et 1 (actionneur sain). Selon la sortie de l'algorithme d'isolation développé précédemment, le moteur défaillant aura été identifié, et seulement cinq observateurs parmi les quarante implémentés seront activés parallèlement pour le diagnostic.

IV. RÉSULTATS

La méthode proposée a été validée par des simulations sur Matla/Simulink et sur un simulateur d'un drone développé au laboratoire Heudiasyc.

A. Simulations Matlab/Simulink

Le modèle non linéaire de l'ocrotor (2) est implémenté dans Matlab/Simulink. Ses paramètres sont donnés par : $m = 1.6kg$, $[I_{xx}, I_{yy}, I_{zz}] = [4.2 \times 10^{-2}, 4.2 \times 10^{-2}, 7.5 \times 10^{-2}] Kg.m^2$, $K_f = 3 \times 10^{-5}$ et $l = 0.23$. J_r est supposée négligeable devant les autres inerties.

L'ocrotor est supposé en vol stationnaire. Les défaillances des actionneurs (perte d'efficacité) sont considérées. On simule des fautes partielles sur le moteur 3 (une perte d'efficacité de 50%, puis 75 %), et sur le moteur 5 séparément. Les sorties mesurées sont les angles d'Euler (ϕ , θ et ψ) et les vitesses angulaires ($\dot{\phi}$, $\dot{\theta}$ et $\dot{\psi}$).

Les figures 4 et 5 montrent les résidus sur les angles et les vitesses angulaires suite à une faute sur le moteur 3. L'injection de cette faute se fait à l'instant 50s. Il est montré qu'une fois la faute injectée, les résidus dépassent rapidement (en moins d'une seconde) les seuils fixés.

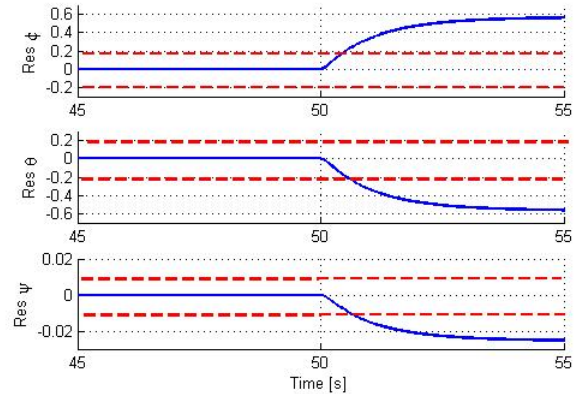


FIGURE 4: Les résidus sur les angles ϕ , θ et ψ suite à l'injection d'une faute partielle de 50% sur le moteur 3 à l'instant 50s. Ces résidus sont utilisés pour la détection d'une faute dans le système.

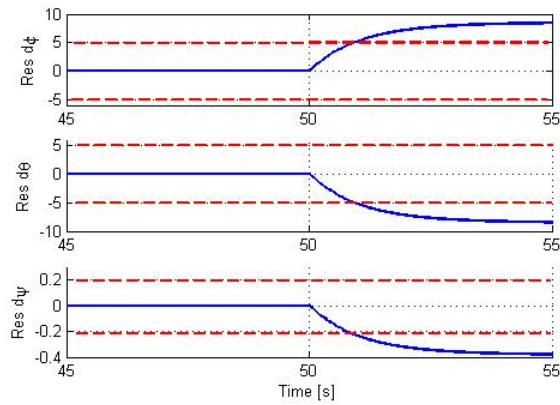


FIGURE 5: Les résidus sur les vitesses angulaires $\dot{\phi}$, $\dot{\theta}$ et $\dot{\psi}$ suite à l'injection d'une faute partielle de 50% sur le moteur 3 à l'instant 50s. Ces résidus sont utilisés pour la détection d'une faute dans le système.

La figure 6 montre les vitesses angulaires dans le cas d'une faute sur le moteur 3. Pour mettre en évidence la signature spécifique de chaque défaillance d'un moteur en fonction des vitesses angulaires, une autre simulation est faite avec injection d'une faute sur le moteur 5 (Fig. 7).

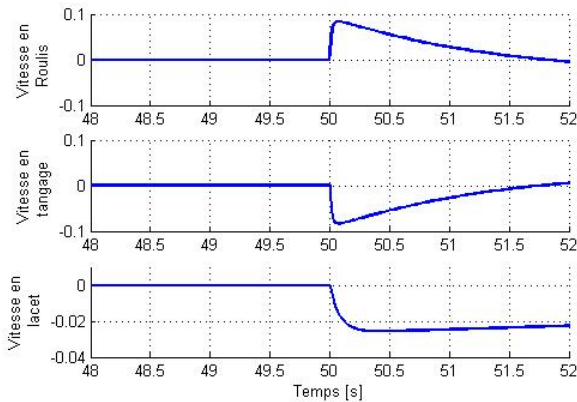


FIGURE 6: Les vitesses angulaires ($\dot{\phi}$, $\dot{\theta}$, et $\dot{\psi}$) en [rad/s] suite à l'injection d'une faute sur le moteur 3 à l'instant 50s. Ces vitesses sont utilisées pour l'identification du moteur défaillant qui correspond au moteur 3.

Les figures 8 et 9 montrent respectivement les résidus sur l'angle de roulis ϕ des cinq observateurs activés. De graphes similaires sont obtenus pour les autres angles d'Euler et les vitesses angulaires.

La figure 8 correspond à une perte d'efficacité de 50 % sur le moteur 3 et la figure 9 à une faute de 25 % sur le même moteur. Dans chacun des deux cas, les figures montrent que tous les estimateurs sauf celui basé sur l'hypothèse de faute correcte génèrent des résidus élevés.

Cinq observateurs sont suffisants pour couvrir une large gamme de fautes. A chaque fois, l'efficacité du moteur en panne peut être déduite comme étant la valeur moyenne pondérée des deux résidus les plus proches de zéro.

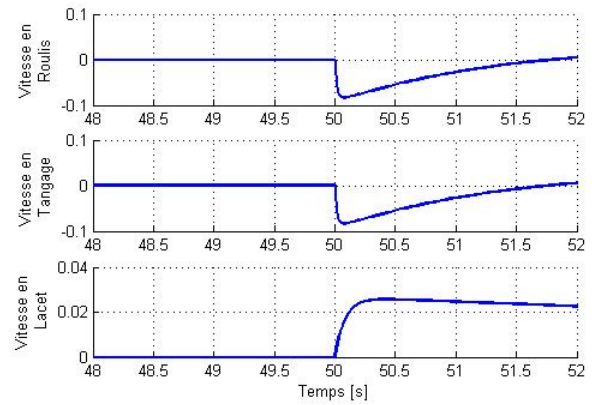


FIGURE 7: Les vitesses angulaires ($\dot{\phi}$, $\dot{\theta}$, et $\dot{\psi}$) en [rad/s] suite à l'injection d'une faute sur le moteur 5 à l'instant 50s. Ces vitesses sont utilisées pour l'identification du moteur défaillant qui correspond au moteur 5.

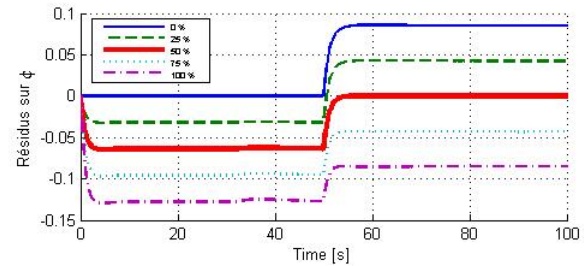


FIGURE 8: Les résidus sur l'angle ϕ des cinq observateurs activés suite à l'injection d'une faute partielle de 50% sur le moteur 3 à l'instant 50s. Ces résidus sont utilisés pour la détermination du taux de défaillance qui correspond dans ce cas à 50 %.

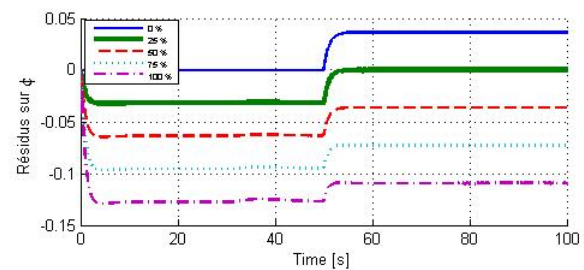


FIGURE 9: Les résidus sur l'angle ϕ des cinq observateurs activés suite à l'injection d'une faute partielle de 25% sur le moteur 3 à l'instant 50s. Ces résidus sont utilisés pour la détermination du taux de défaillance qui correspond dans ce cas à 25 %.

B. Simulateur de drone

Un simulateur de drone est développé au laboratoire Heudiasyc (Fig. 10). Son but est de pouvoir exécuter en temps réel sur un ordinateur un code identique à celui utilisé dans les vrais drones afin d'effectuer le développement des algorithmes logiciels en toute sécurité. L'ordinateur fonctionne sous Linux avec son extension temps réel Xénomai. Le programme du drone est relié à une station sol à partir de laquelle tous les paramètres de simulation et de la loi de commande sont modifiables. Cet environnement permet de tester par simulation, les programmes envoyés au drone réel.

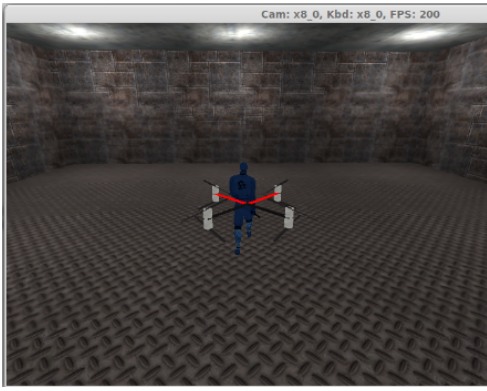


FIGURE 10: Représentation 3D de l'octorotor dans le simulateur

Une faute sur le moteur 6 est simulée avec une perte d'efficacité de 75 %, puis de 33%. De même que pour les autres simulations, les résidus pour la détection sont montrés dans les figures 11 et 12, l'orientation du drone pour l'identification du moteur dans la figure 13, et enfin les résidus pour l'évaluation du pourcentage de défaillance dans les figures 14 et 15. Dans la figure 15, ce pourcentage est déduit à partir des deux résidus les plus proches de zéro :

$$\%_{def} = \frac{\sum (1/res_i) * i}{\sum (1/res_i)}$$

avec i correspondant aux pourcentages 25% et 50% dans ce cas. Alors :

$$\%_{def} = \frac{(1/res_{0.5}) * 0.5 + (1/res_{0.25}) * 0.25}{1/res_{0.5} + 1/res_{0.25}} * 100 = 36.6$$

Encore une fois, la faute est correctement diagnostiquée.

V. DISCUSSION

L'architecture de diagnostic ci-dessus présente un avantage majeur en terme de charge de calcul sur le processeur du fait que le nombre de filtres conçus pour couvrir la gamme de tous les scénarios de fautes possibles est limité. Ceci est dû principalement au fait que le moteur défaillant est identifié avant la phase de calcul du taux de défaillance.

Il y a la possibilité d'étendre l'algorithme proposé pour la détection de plusieurs fautes successives. Pour cela un bloc superviseur peut être utilisé pour réinitialiser les résidus à chaque fois qu'une erreur est détectée et isolée.

Des premières expérimentations sur le drone octorotor coaxial du laboratoire Heudiasyc ont validé les deux parties détection et isolation d'un moteur totalement défaillant. Le temps nécessaire pour ces deux opérations est de l'ordre de 600 ms. D'après les graphes présentés, le taux de défaillance peut être déterminé directement au moment de l'activation du banc d'observateurs convenable. En réalité, il faut prendre en considération les dynamiques des moteurs qui sont considérées négligeables lors des simulations.

Le simulateur de drone fournit la représentation la plus proche du drone bien qu'il néglige les forces de traînée, les effets aérodynamiques et le bruit. Nous considérons qu'un algorithme validé sur le simulateur pourra donner les mêmes résultats sur le drone en changeant les gains de la loi de commande, des observateurs et des filtres, mais une validation

expérimentale reste nécessaire pour le garantir.

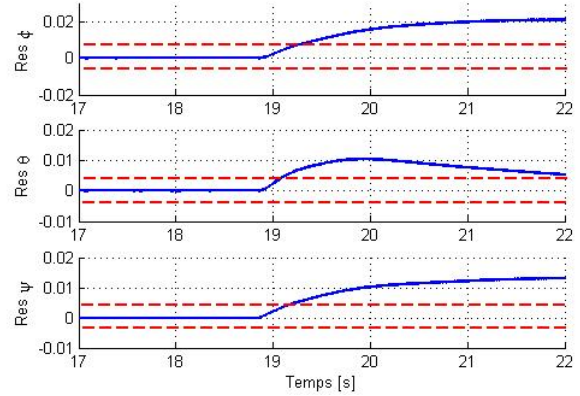


FIGURE 11: Les résidus sur les angles ϕ , θ et ψ suite à l'injection d'une faute partielle de 75% sur le moteur 6 à l'instant 18.8s. Ces résidus sont utilisés pour la détection d'une faute dans le système.

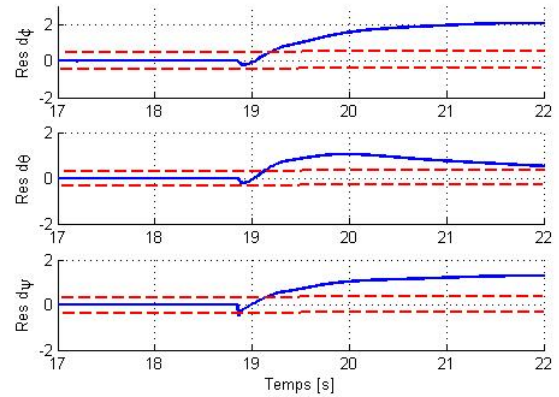


FIGURE 12: Les résidus sur les vitesses angulaires $\dot{\phi}$, $\dot{\theta}$ et $\dot{\psi}$ suite à l'injection d'une faute partielle de 75% sur le moteur 6 à l'instant 18.8s. Ces résidus sont utilisés pour la détection d'une faute dans le système.

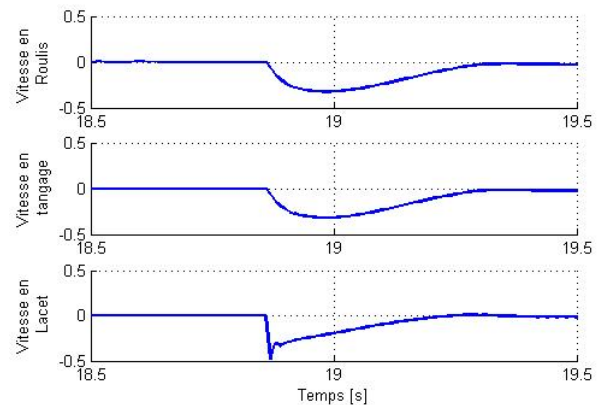


FIGURE 13: Les vitesses angulaires ($\dot{\phi}$, $\dot{\theta}$ et $\dot{\psi}$) en [rad/s] suite à l'injection d'une faute sur le moteur 6 à l'instant 18.8s. Ces vitesses sont utilisées pour l'identification du moteur défaillant qui correspond au moteur 6.

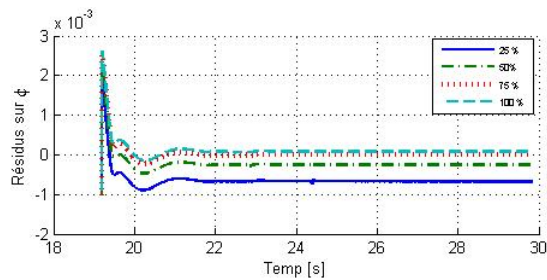


FIGURE 14: Les résidus sur l'angle ϕ des cinq observateurs activés suite à l'injection d'une faute partielle de 75% sur le moteur 6 à l'instant 18.8s. Ces résidus sont utilisés pour la détermination du taux de défaillance qui correspond dans ce cas à 75 %.

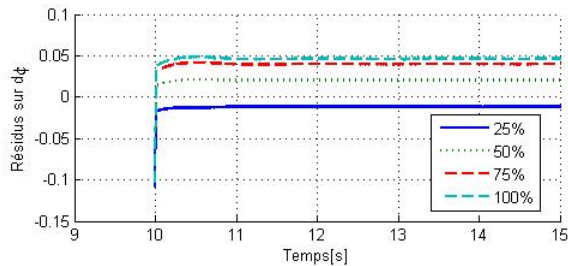


FIGURE 15: Les résidus sur la vitesse angulaire $\dot{\phi}$ des cinq observateurs activés suite à l'injection d'une faute partielle de 33% sur le moteur 6. Ces résidus sont utilisés pour la détermination du taux de défaillance qui vaut dans ce cas à 36.6 %.

VI. CONCLUSIONS ET PERSPECTIVES

Ce papier présente une méthode de diagnostic de défauts actionneurs pour un octorotor coaxial. Elle est basée sur la redondance analytique. Un observateur non linéaire est utilisé pour la génération des résidus, l'isolation se fait à partir d'une table d'inférence if-else sur l'orientation du drone et le taux de défaillance est déduit par un banc d'observateurs. La détection et l'isolation du défaut constitue le premier pas avant un système de rétablissement, les deux permettant une commande tolérante aux fautes. A notre connaissance, il n'existe pas encore d'études similaires sur des multiroteurs redondants dans la littérature.

Dans de futurs travaux, nous envisageons à valider l'architecture entière expérimentalement en vol réel avec application d'une méthode de rétablissement, et à considérer des fautes multiples successives.

VII. REMERCIEMENTS

Ce travail a été réalisé et financé dans le cadre du LABEX MS2T et de l'EQUIPEX ROBOTEX. Il a été soutenu par le gouvernement français, à travers les programmes "Investissements d'avenir" gérés par l'Agence Nationale de la Recherche (Références : ANR-11-IDEX-0004-02 et ANR-10-EQPX-44).

Les auteurs remercient l'université Libanaise pour son soutien dans le cadre de la convention UT-NSA.

RÉFÉRENCES

[1] Z.T. Dydek, A.M. Annaswamy. Adaptive Control of Quadrotor UAVs in the Presence of Actuator Uncertainties, *AIAA Infotech@Aerospace 2010*, 20-22 April 2010, Atlanta, Georgia, USA.

[2] A. Chamseddine, Y. Zhang, C. A. Rabbath, C. Join, and D. Theilliol. Flatness-based trajectory planning/replanning for a quadrotor unmanned aerial vehicle, *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, vol. 48, no. 4, pp. 2832-2848, 2012.

[3] T. Li, Y.M. Zhang, and B.W. Gordon. Nonlinear Fault-Tolerant Control of a Quadrotor UAV Based on Sliding Mode Control Technique. *Proc. of the 8th IFAC Symposium on Fault Detection, Supervision and Safety for Technical Processes (Safeprocess12)*, August 29-31, 2012, Mexico City, Mexico.

[4] I. Sadeghzadeh, A. Chamseddine, Y.M. Zhang, and D. Theilliol. Control Allocation and Re-allocation for a Modified Quadrotor Helicopter against Actuator Faults. *Proc. of the 8th IFAC Symposium on Fault Detection, Supervision and Safety for Technical Processes (Safeprocess12)*, August 29-31, 2012, Mexico City, Mexico.

[5] A. Chamseddine, D. Theilliol, Y.M. Zhang, C. Join and C.A. Rabbath. Active fault-tolerant control system design with trajectory re-planning against actuator faults and saturation : Application to a quadrotor unmanned aerial vehicle. *Int Journal of Adaptive Control and Signal Processing*, 2013.

[6] M.H. Amoozgar, A. Chamseddine, Y. Zhang. Fault-Tolerant Fuzzy Gain-Scheduled PID for a Quadrotor Helicopter Testbed in the Presence of Actuator Faults, *Proc. of IFAC Conference on Advances in PID Control*, Brescia, Italy, March 28-30, 2012.

[7] A. Freddi, A. Lanzon, and S. Longhi. A feedback linearization approach to fault tolerance in quadrotor vehicles, *IFAC World Congress*, Milano, Italy, August 28-September 2, 2011.

[8] M.W. Mueller, R. D'Andrea. Stability and control of a quadcopter despite the complete loss of one, two, or three propellers. *2014 IEEE International Conference on Robotics and Automation (ICRA)*, May 31 - June 7, 2014. Hong Kong, China.

[9] V. Lippiello, F. Ruggiero, D. Serra. Emergency Landing for a Quadrotor in Case of a Propeller Failure : A Backstepping Approach. *2014 International Conference on Intelligent Robots and Systems (IROS)*, September 14 - 18, 2014. Chicago, IL, USA.

[10] H. Alwi and C. Edwards. Fault Tolerant Control of an Octorotor Using LPV based Sliding Mode Control Allocation, *2013 American Control Conference (ACC)*, USA, Washington, DC, June 17-19, 2013.

[11] A. Marks, J. F. Whidborne, and I. Yamamoto. Control allocation for fault tolerant control of a VTOL octorotor, *UKACC International Conference on Control*. Cardiff, 3-5 Sept. 2012, pp. 357-362.

[12] T. Schneider, G. Ducard, K. Rudin, P. Strupler. Fault-tolerant Control Allocation for Multicopter Helicopters Using Parametric Programming, *International Micro Air Vehicle Conference and Flight Competition*, Braunschweig, Germany, July 2012.

[13] C. Zhaohui, H. Noura, T.B. Susilo, Y. Al Younes. Engineering Implementation on Fault Diagnosis for Quadrotors based on Nonlinear Observer, *The 25th Chinese Control and Decision Conference*, 2013.

[14] A. Freddi, S. Longhi and A. Monteri. Actuator Fault Detection System for a Mini-Quadrotor, *2010 IEEE International Symposium on Industrial Electronics (ISIE)*, 2010.

[15] H. Aguilar-Sierra, G. Flores, S. Salazar, R. Lozano. Fault Estimation for a Quad-Rotor MAV Using a Polynomial Observer. *J Intell Robot Syst*, 2013.

[16] M.H. Amoozgar, A. Chamseddine, Y.M. Zhang. Experimental Test of a Two-Stage Kalman Filter for Actuator Fault Detection and Diagnosis of an Unmanned Quadrotor Helicopter, *J Intell Robot Systems*, 2013.

[17] A. Koehl. Modélisation, Observation et Commande d'un drone miniature birotor coaxial. *Ph.D thesis, University of Nancy*, 2012.

[18] I. Hwang, S. Kim, Y. Kim and C. Seah. A Survey of Fault Detection, Isolation, and Reconfiguration Methods. *IEEE Transactions on Control Systems Technology*, vol. 18, No. 3, pages 636 - 653, May 2010.

[19] G. Sanahuja, P. Castillo and A. Sanchez. Stabilization of n integrators in cascade with bounded input with experimental application to a VTOL laboratory system. *International Journal of Robust and Nonlinear Control*, 2009, DOI : 10.1002/rnc.1494.

[20] G. Ducard, H. P. Geering. Efficient Nonlinear Actuator Fault Detection and Isolation System for Unmanned Aerial Vehicles. *JOURNAL OF GUIDANCE, CONTROL, AND DYNAMICS*, vol. 31, No. 1, January-February 2008.

- [21] J. K. Hedrick, A. Girard. *Control of Nonlinear Dynamic Systems : Theory and Applications*, 2005.
- [22] M. Saied, B. Lussier, I. Fantoni, C. Francis, H. Shraim, G. Sanahuja. Fault Diagnosis and Fault-Tolerant Control Strategy for Rotor Failure in an Octorotor, *International Conference on Robotics and Automation (ICRA)*, Washington, May 2015. Submitted paper.